

速度比对气-气喷嘴燃烧性能的影响^{*}

杜正刚, 高玉闪, 金 平, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为研究应用于全流量补燃循环发动机的气-气喷嘴, 开展气氢/气氧为推进剂的同轴剪切喷嘴的热试验研究。通过测量燃烧室压力和燃烧室壁面温度, 研究氢氧速度比变化对燃烧效率和对燃烧室热载荷的影响。结果显示燃烧效率受到速度比和推进剂喷射绝对速度的影响; 燃烧室热载荷随速度比增大而增大。气-气喷注器的设计应选择小的氧喷注压降和适合的速度比。

关键词: 同轴剪切喷注器; 速度比; 燃烧效率; 热载荷

中图分类号: V434⁺.13 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2009) 05-0551-05

Effect of velocity ratio on combustion process gas-gas injector

DU Zheng-gang GAO Yu-shan JIN Ping CAI Guo-biao

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract In order to develop the gas-gas injector for full flow staged combustion cycle engine, hot fire tests were conducted on shear coaxial injector that utilized gaseous oxygen and gaseous hydrogen as propellants. Through measurements of chamber pressure and wall temperature, the effects of hydrogen to oxygen velocity ratio on combustion efficiency as well as the combustor heat load were investigated. The results show that the combustion efficiency was affected by both the injecting velocity ratio of hydrogen to oxygen and the absolute velocity of propellants. The combustor heat load increases with increasing velocity ratio. A low oxygen pressure drop and an appropriate velocity ratio are the preferable choice for shear coaxial gas-gas injector.

Key words Shear coaxial injector; Velocity ratio; Combustion efficiency; Heat load

1 引 言

气-气喷注器不仅可应用于全流量补燃循环发动机, 也可用于未来各种气-气推进剂的发动机。与传统的气(液)-液喷注器相比较, 气-气推进剂在燃烧室中没有雾化和蒸发, 而只有掺混与燃烧过程, 气-气喷注器的设计应是在实现燃烧室壁面和喷注面板可控的热防护前提下, 使推进剂完全掺混和燃烧, 以实现高的燃烧效率^[1]。气-气推进剂的燃烧机理不同于气-液推进剂。

国外对气-气喷注器的研究主要集中在美国, 目的是研制应用于全流量补燃循环发动机的气-气喷注器, 从 20 世纪 90 年代延续至今, 发展了 Raman 光学测量方法和激光多普勒测速仪等先进测量手段, 对燃烧室内的浓度场和速度场进行测量^[2~4]。此外波音

公司和 Rocketdyne 开展使用富氧燃气和常温氢气的气-气喷注器试验研究^[1]。近年来, 对气-气喷嘴燃烧室热流的研究也逐渐被重视^[5]。

推进剂的燃烧效率和燃气对燃烧室壁面的热载荷与喷注器的设计密切相关。这是因为喷注器组织推进剂的燃烧, 以保证高的燃烧完全度以获得高的比推力性能; 且组织可靠的内冷却对燃烧室内壁进行热防护, 保证喷注器和燃烧室内壁不出现烧蚀^[6]。推进剂燃烧的特征速度能反映出推进剂的有用能量级以及喷注器的设计质量, 试验特征速度值与理论特征速度值之比为推进剂燃烧的特征效率。特征效率是衡量推进剂燃烧最重要的参数, 特征效率的损失每个百分点都意味着总的比冲推进效率损失同样的百分数^[7]。提高推进剂燃烧的特征效率是喷注器研究的重要任务; 而降低燃烧室壁面的热载荷, 能减轻冷系

* 收稿日期: 2008-10-06 修订日期: 2009-05-12

作者简介: 杜正刚 (1980—), 男, 博士生, 研究领域为全流量补燃发动机技术。E-mail: dzg1980@sa.buaa.edu.cn

统的负担,增加燃烧室的使用寿命。本文通过测量燃烧室压力和燃烧室内壁面温度,研究气氢、气氧同轴剪切喷嘴的氢氧速度比对燃烧效率和燃烧室热载荷的影响。

2 试验组件介绍

2.1 喷注器设计介绍

同轴剪切结构喷嘴是广泛使用的喷注器结构之一。这种喷嘴结构的简单,对于以气氢和气氧为推进剂的喷嘴,氧在中心,氢环绕氧射流,由于氢和氧射流间存在速度差,使高速喷射的氢在进入燃烧室后带动低速流动的氧,氢氧在剪切层内发生掺混、燃烧。速度比定义为氢气在喷嘴出口处的速度与氧气在喷嘴出口的速度之比,该参数对推进剂的掺混、燃烧过程有重要作用。因此有必要开展速度比对推进剂燃烧过程影响的研究。图 1是同轴剪切喷嘴简图。

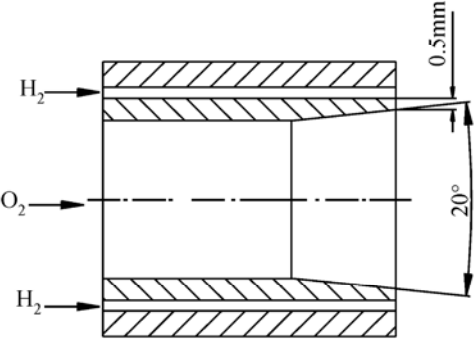


Fig 1 Schematic of shear coaxial injector

喷嘴的设计中,确定质量流量和混合比之后,通过选定的氧压降和速度比,使用气体流量公式分别计算出氢或氧的出口面积,流量公式表示为

$$Q = \frac{C_d p_c A}{\sqrt{RT_i}} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left| \frac{p_c}{p_c + \Delta p} \right|^{\frac{2}{k}} - \left| \frac{p_c}{p_c + \Delta p} \right|^{\frac{k+1}{k}}}$$

式中 Q 表示质量流量; C_d 为喷嘴流量系数; k 为气体比热比; p_c 表示燃烧室压力; T_i 为介质总温; Δp 为喷嘴设计压降。

推进剂出口速度用速度系数表示为

$$\lambda = \frac{v}{c_{cr}} = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left(1 - \left| \frac{p_c}{p_c + \Delta p} \right|^{\frac{k+1}{k}} \right)}$$

式中 v 表示推进剂在喷嘴出口处的速度; $c_{cr} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT}$ 为临界声速。

为方便试验,本文通过固定氢喷嘴外径,调整氧喷嘴壁面厚度以实现改变氢气喷射速度。同轴剪切

喷嘴的设计参数见表 1。

Table 1 Parameters of shear coaxial injector

Injector No	Velocity ratio	$\Delta p_o / p_c$	$\Delta p_h / p_c$
1	3	6.5	3.6
2	4	6.5	6.5
3	6.6	6.5	18.9
4	9	6.5	39.1
5	10.2	6.5	53.8
6	10.2	2.5	18.7

2.2 燃烧室设计介绍

以常温的气氢和气氧为推进剂,燃烧室设计压力为 3 MPa,推进剂总流量为 226 g/s,质量混合比喷嘴为氧质量流量与氢流量之比,本文的设计混合比为 6 与航天飞机主发动机的混合比 6.01 接近。燃烧室特征长度为 800 mm,燃烧室内径为 26 mm,圆柱段长度为 250 mm。喷管收缩比为 3.1。试验时间为 4 s 使用导热性能较好的紫铜作为燃烧室材料,喷注器使用不锈钢为材料。在燃烧室壁面设计有热电偶安装孔,测量点与燃气壁面的距离为 9 mm,热电偶间距约为 15 mm。在距喷注面板 25 mm 处,安装有压力传感器。通过测量点的温度分布和燃烧室压力研究气气喷注器设计参数对燃烧长度和燃烧效率的影响。图 2和图 3是气气喷注器组件简图和试验安装照片。

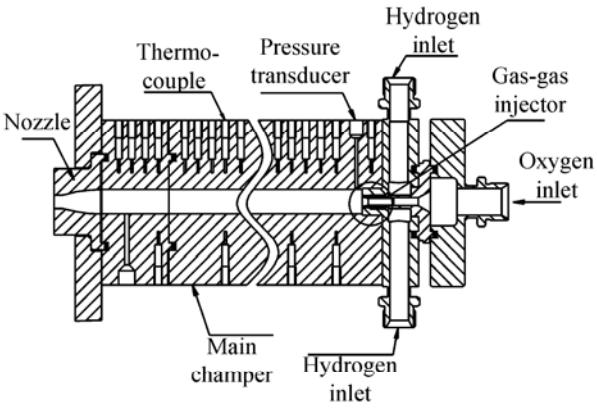


Fig 2 Schematic of combustor assemblies

同轴剪切气气喷注器燃烧室内存在推进剂释放化学能和燃烧室对燃气吸热的过程。沿着燃烧室轴向燃烧,释放化学能;燃烧室壁面吸热,因而壁面温度升高。到一定轴向位置处,推进剂化学反应程度减弱,燃烧室吸热使近壁面燃气温度降低,燃烧室壁面温度有下降的趋势。不同的速度比条件下,壁面温度高说明燃气对壁面传热量大,对推力室的热载荷大,

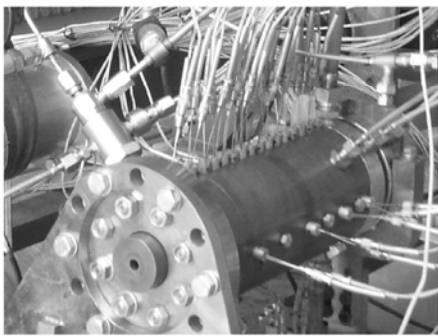


Fig 3 Photographs of combustor assemblies

不利于推力室的热防护,反之则传热量小,能降低冷却系统的负担。

3 气 气喷注器试验

气 气喷注器试验使用气动谐振点火器点火,通过调节声速喷嘴前压力实现对喷注器流量的控制。图 4 是三号喷嘴试验的压力曲线图。从压力曲线可知,氢气先进入燃烧室,当氧气阀门打开后,氢氧推进剂在燃烧室内掺混、燃烧,燃烧室压力迅速上升,燃烧室压力平稳,没有明显的压力波动;4 s 之后关闭氧气阀门,氮气进入燃烧室,燃烧室压力下降;2 s 之后关闭氢气阀门,氮气对剩余气体进行吹除。将试验测量的压力曲线进行平均处理,获得试验时压力平均值。表 2 显示在各种设计工况下,氢喷嘴和氧喷嘴进口压力高于燃烧室压力,氢氧喷嘴压降符合设计值。氢和氧声速喷嘴前入口压力曲线出现明显的压力波动,产生的原因是试验的采集系统中存在干扰信号,这方面还需要进行深入研究。

Table 2 Pressure of injector experiments

Injector No	p_c /MPa	$\Delta p_o / p_c$	$\Delta p_h / p_c$
1	2.73	0.059	0.031
2	2.92	0.066	0.061
3	2.88	0.064	0.178
4	2.75	0.063	0.353
5	2.68	0.061	0.487
6	2.93	0.021	0.172

4 试验结果分析

4.1 燃烧效率分析

推进剂的实际特征速度 C_{exp}^* 计算公式为

$$C_{exp}^* = \frac{p_c \times A_t}{Q}$$

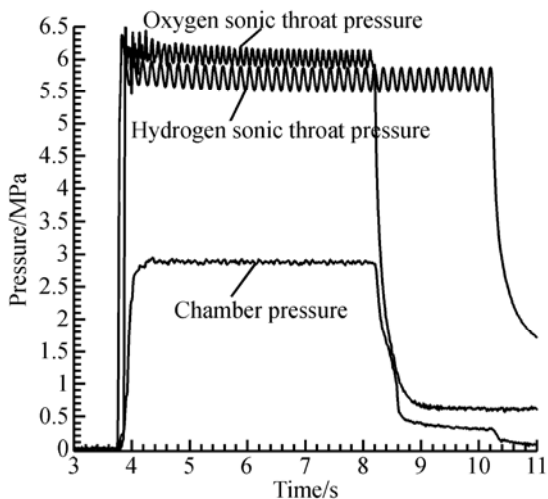


Fig 4 Pressure curves of No 3 injector experiment

式中 A_t 表示燃烧室喉部面积,使用布林克莱法计算喷注器的理论特征速度 C_{the}^* ,实际特征速度 C_{exp}^* 与理论特征速度之比为特征效率。

通过将试验时间内声速喷嘴前的压力值进行平均处理,计算出氢和氧的流量。1 至 4 号喷嘴燃烧效率见图 5。可知,在氧喷嘴压降为室压的 6.5% 工况下,速度比由 3 增大到 4 时,推进剂的燃烧效率升高,之后速度比的提高使燃烧效率下降。这是由于速度比对推进剂的掺混与燃烧有重要作用,速度比过小,使推进剂不能有效掺混;但速度比过大,使氢气在燃烧室内的流速增大,氢气在燃烧室内的驻留时间变短,没有与氧气完全燃烧便流出燃烧室,导致特征效率下降。

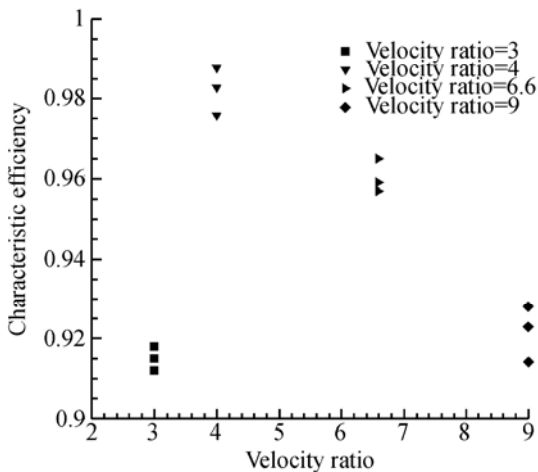


Fig 5 Effects of velocity ratio on characteristic efficiency

表 3 和表 4 是 5 和 6 号喷嘴试验的特征效率表。在速度比为 10.2 的工况下,5 号喷嘴试验的燃烧效率最低;而 6 号喷嘴使推进剂几乎完全燃烧,

达到很高的燃烧效率,其中第一次试验的特征效率高于 100% 是由于标定声速喷嘴的质量流量计和传感器存在误差所造成。

Table 3 C^* efficiency of No 5 injector

Experiment No	p_c /MPa	Mass flow rate / (g/s)	Characteristic efficiency /%
1	2.68	224.4	88.6
2	2.72	225.0	89.3
3	2.67	226.1	87.8

Table 4 C^* efficiency of No 6 injector

Experiment No	p_c /MPa	Mass flow rate / (g/s)	Characteristic efficiency /%
1	2.97	224.4	100.4
2	2.93	224.0	99.2
3	2.92	224.2	98.8

5号和 6号喷嘴的试验结果表明:推进剂的燃烧效率受到推进剂的绝对速度影响。在相同的速度比条件下,燃烧效率受到推进剂的入口速度的影响。氧喷嘴的压降小,氧进入燃烧室的流速低,氢的喷射速度也降低,使推进剂有更充分的时间在燃烧室内掺混与燃烧,达到高的燃烧效率。气气喷嘴的设计应该在小的氧喷射速度条件下,选择适合的速度比,以实现高的燃烧效率。

4.2 壁面温度分析

图 6是 2号喷注器的燃烧室壁面温度分布图。从图中可以看出,3次试验的温度曲线重复性很好。在距喷注面 25 mm 处,壁面温度出现小的峰值,这是由于高速氢喷射入燃烧室后,在喷注面附近形成低压区,导致燃气回流,增强推进剂的掺混和燃烧,在燃烧室前端形成温度峰值,也增强对壁面的传热,使壁面也产生温度峰。之后燃烧室壁面测量点温度一直上升,在轴向位置 230 mm 处,壁面温度变化趋势减弱。

为燃烧室内验证燃烧室内温度峰和回流区的存在,对 2号喷注器带化学反应的燃烧室流场进行模拟。采用 7组分 9步反应的有限速率化学反应模型。假设燃烧室喷注面至喷管为轴对称结构。图 7显示喷注面附近的温度场和速度矢量图。燃烧室中温度峰出现的位置与试验中曲线中峰值位置基本吻合。速度矢量图显示,由于气体存在粘性,高速喷射的氢带动氢喷嘴外的气体,使该区域形成低压区,不断将被加热燃气引至喷注面,形成较大的回流区。

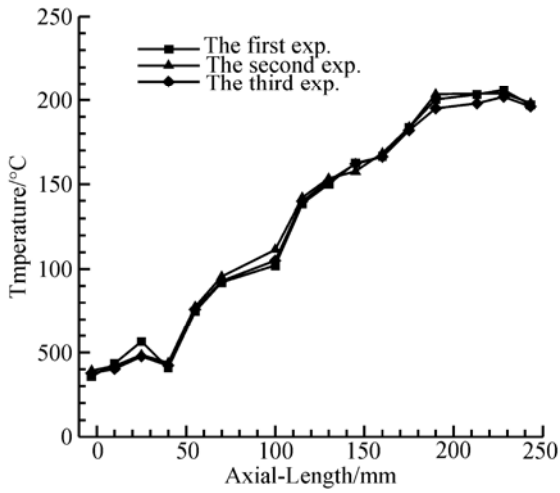


Fig 6 Wall temperature of No 2 injector experiments

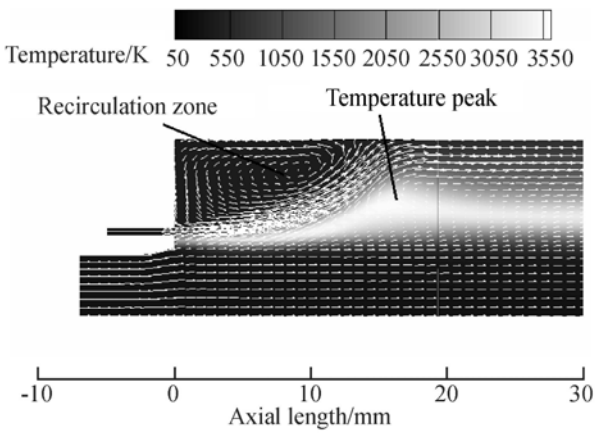


Fig 7 Predicted temperature contours and velocity vectors of No 2 injector

图 8是 1~ 5号喷注器速度比试验燃烧室壁面的温度分布图。从图中可见,由氢气回流所产生的温度峰值都出现在相同的轴向位置;在轴向位置 180 mm 前,速度比增大,所测量的燃烧室壁面温度越高,之后

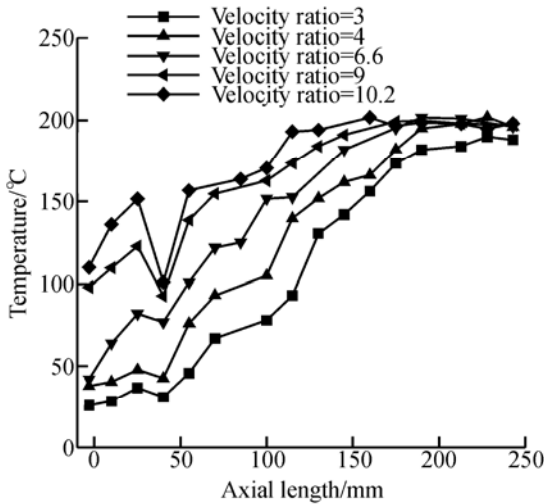


Fig 8 Effects of velocity ratio on wall temperature

位置采用较小的吸气量就可以达到较好的吸气效果,这也是研究附面层抽吸位置和抽吸流量对栅内流动状况影响所需达到的重要目标之一。

4 结 论

(1)附面层吸除技术能够有效减弱吸力面附面层分离、减小角区分离的强度和范围,且当附面层分离充分发展的时候,吸气量越大附面层抽吸的效果越好;

(2)吸力面附面层抽吸对叶栅端壁流动的影响要小于叶展中部,叶展中部流动的改善是导致整个叶栅损失下降的主要原因;

(3)采用附面层吸除技术能够有效降低叶栅出口的总压损失,且在合适的位置选择较小的吸气量就可以显著降低总压损失。

参考文献:

- [1] Kerrebrock J J, Reijnen D P, Zininsky W S, et al. Aspired compressors[R]. *ASME 97-GT-525*.
- [2] Kerrebrock J J, Drelam, Merchant A A, et al. A family of designs for aspired compressors[R]. *ASME 98-GT-196*.
- [3] Schuler Brian J, Kerrebrock Jack L, Merchant Ali. Ex-

perimental investigation of an aspired fan stage[R]. *ASME GT-2002-30370*.

- [4] Merchant Ali, Kerrebrock Jack L, Adamczyk John J, et al. Experimental investigation of a high pressure ratio aspired fan stage[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2005, 127(1).
- [5] Carter C J, Guillot S A, Ng W F. Aerodynamic performance of a high-tuning compressor stator with flow control[R]. *AIAA 2001-3973*.
- [6] Merchant Ali. Aerodynamic design and performance of aspired airfoils[R]. *ASME GT-2002-30369*.
- [7] 宋彦萍, 陈 浮, 赵桂杰, 等. 附面层吸除对大转角压气机叶栅气动性能影响的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2005, 20(4).
- [8] 陈绍文, 陈 浮, 王可立, 等. 采用弯叶片的不同折转角压气机叶栅流场气动性能[J]. *推进技术*, 2007, 28(2). (CHEN Shao-Wen, CHEN Fu, WANG Ke-Li, et al. Aerodynamic performance study of curved compressor cascades with different camber angles[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(2).)
- [9] 牛玉川, 朱俊强, 聂超群, 等. 吸附式亚声速压气机叶栅气动性能实验及分析[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(3).

(编辑: 朱立影)

(上接第 554 页)

不同速度比的温度曲线变化规律不明显,说明速度比越大,加强了剪切层内的推进剂掺混和燃烧,使推进剂释放的化学能增加,燃气对壁面传热量变大,使燃烧室壁面上测量点的温度上升;此外,氢气流速变大也加强燃气对壁面的对流换热。因而速度比增加使燃烧室热载荷变大,不利于推力室的热防护。

5 结 论

对以气氢和气氧为推进剂的同轴剪切喷注器开展试验研究,结果表明:气-气喷注器的特征效率受到氢氧速度比和推进剂的绝对速度影响,气-气喷嘴的设计应该在小的氧喷射速度条件下,选择适合的速度比,以实现高的燃烧效率;速度比变大,使燃烧室热载荷变大,不利于推力室的热防护。

参考文献:

- [1] Farhangi S, Yu T, Rojas L, et al. Gas-gas injector technology for full flow combustion cycle application[R].

AIAA 99-2757.

- [2] Foust M, Pal S, Santoro R. Gaseous propellant rocket studies using raman spectroscopy[R]. *AIAA 96-2766*.
- [3] Jones R A, Groot W. Oxygen temperature and concentration measurements in H_2-O_2 rocket engines[R]. *AIAA 96-0439*.
- [4] Foust M J, Deshpande M, Pal S. Experimental and analytical characterization of a shear coaxial combusting GO_2/G_2 flow field[R]. *AIAA 96-0646*.
- [5] Conley A, Vaidyanathan A, Segal C. Heat flux measurements for a GO_2/GH_2 single-element shear injector[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(3), 633~639.
- [6] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [7] 修泽尔 D K. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 朱宁昌译. 北京: 宇航出版社, 2004.

(编辑: 梅 瑛)